

This Page Is Inserted by IFW Operations
and is not a part of the Official Record

BEST AVAILABLE IMAGES

Defective images within this document are accurate representations of the original documents submitted by the applicant.

Defects in the images may include (but are not limited to):

- BLACK BORDERS
- TEXT CUT OFF AT TOP, BOTTOM OR SIDES
- FADED TEXT
- ILLEGIBLE TEXT
- SKEWED/SLANTED IMAGES
- COLORED PHOTOS
- BLACK OR VERY BLACK AND WHITE DARK PHOTOS
- GRAY SCALE DOCUMENTS

IMAGES ARE BEST AVAILABLE COPY.

**As rescanning documents *will not* correct images,
please do not report the images to the
Image Problem Mailbox.**

- IN THE UNITED STATES PATENT AND TRADEMARK OFFICE

IN RE APPLICATION OF: Eisaku ITO, et al.

GAU:

SERIAL NO: NEW APPLICATION

EXAMINER:

FILED: HEREWITH

FOR: GAS TURBINE



REQUEST FOR PRIORITY

ASSISTANT COMMISSIONER FOR PATENTS
WASHINGTON, D.C. 20231

A. Hiron
#3
5/15/2002

SIR:

- ☐ Full benefit of the filing date of U.S. Application Serial Number, filed, is claimed pursuant to the provisions of 35 U.S.C. §120.
- ☐ Full benefit of the filing date of U.S. Provisional Application Serial Number, filed, is claimed pursuant to the provisions of 35 U.S.C. §119(e).
- ☒ Applicants claim any right to priority from any earlier filed applications to which they may be entitled pursuant to the provisions of 35 U.S.C. §119, as noted below.

In the matter of the above-identified application for patent, notice is hereby given that the applicants claim as priority:

<u>COUNTRY</u>	<u>APPLICATION NUMBER</u>	<u>MONTH/DAY/YEAR</u>
Japan	2001-017662	January 25, 2001

Certified copies of the corresponding Convention Application(s)

- ☒ are submitted herewith
- ☐ will be submitted prior to payment of the Final Fee
- ☐ were filed in prior application Serial No. filed
- ☐ were submitted to the International Bureau in PCT Application Number .
Receipt of the certified copies by the International Bureau in a timely manner under PCT Rule 17.1(a) has been acknowledged as evidenced by the attached PCT/IB/304.
- ☐ (A) Application Serial No.(s) were filed in prior application Serial No. filed ; and
(B) Application Serial No.(s)
 - ☐ are submitted herewith
 - ☐ will be submitted prior to payment of the Final Fee

Respectfully Submitted,

OBLON, SPIVAK, McCLELLAND,
MAIER & NEUSTADT, P.C.

C. Irvin McClelland
Registration No. 21,124



22850

日 本 国 特 許 庁
JAPAN PATENT OFFICE



別紙添付の書類に記載されている事項は下記の出願書類に記載されている事項と同一であることを証明する。

This is to certify that the annexed is a true copy of the following application as filed with this Office

出 願 年 月 日

Date of Application:

2001年 1月25日

出 願 番 号

Application Number:

特願2001-017662

出 願 人

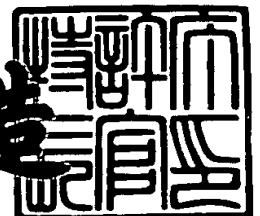
Applicant(s):

三菱重工業株式会社

2001年 8月31日

特 許 庁 長 官
Commissioner,
Japan Patent Office

及 川 耕 造



出証番号 出証特2001-3079643

【書類名】 特許願

【整理番号】 200003017

【提出日】 平成13年 1月25日

【あて先】 特許庁長官殿

【国際特許分類】 F01D 9/02

【発明者】

 【住所又は居所】 兵庫県高砂市荒井町新浜2丁目1番1号 三菱重工業株式会社 高砂製作所内

 【氏名】 伊藤 栄作

【発明者】

 【住所又は居所】 兵庫県高砂市荒井町新浜2丁目1番1号 三菱重工業株式会社 高砂製作所内

 【氏名】 上松 一雄

【特許出願人】

 【識別番号】 000006208

 【氏名又は名称】 三菱重工業株式会社

【代理人】

 【識別番号】 100089118

 【弁理士】

 【氏名又は名称】 酒井 宏明

【選任した代理人】

 【識別番号】 100110560

 【弁理士】

 【氏名又は名称】 松下 恵三

【手数料の表示】

 【予納台帳番号】 036711

 【納付金額】 21,000円

【提出物件の目録】

 【物件名】 明細書 1

特 2 0 0 1 - 0 1 7 6 6 2

【物件名】 図面 1

【物件名】 要約書 1

【包括委任状番号】 9902892

【プルーフの要否】 要

【書類名】 明細書

【発明の名称】 ガスタービン

【特許請求の範囲】

【請求項 1】 圧力比が 2 0 以上で運転するガスタービンにおいて、
最終段静翼を含むそれより下流側の構造を、最終段動翼の圧力差が 0 . 1 5 M
P a 以下となるように、構成したことを特徴とするガスタービン。

【請求項 2】 圧力比が 2 0 以上で運転するガスタービンにおいて、
最終段静翼のゲーシング比である、チップ側ゲーシング／ハブ側ゲーシングが
0 . 9 以下であることを特徴とするガスタービン。

【請求項 3】 圧力比が 2 0 以上で運転するガスタービンにおいて、
最終段静翼の流出角比である、チップ側流出角／ハブ側流出角が、0 . 8 5 以
上であることを特徴とするガスタービン。

【請求項 4】 最終段動翼の流出側のボス比である、ハブ半径／チップ半径
が、0 . 4 以上 0 . 6 5 以下であることを特徴とする請求項 1 または 2 または 3
に記載のガスタービン。

【請求項 5】 最終段の平均反動度が 0 . 3 以上 0 . 6 以下であることを特
徴とする請求項 1 または 2 または 3 に記載のガスタービン。

【請求項 6】 最終段動翼の背面のスロートから後縁までの曲率である、ピ
ッチ／スロートから後縁までの背面の曲率半径が、0 以上 0 . 1 5 以下であるこ
とを特徴とする請求項 1 または 2 または 3 に記載のガスタービン。

【請求項 7】 圧力比が 2 0 以上で運転するガスタービンにおいて、
前記ガスタービンの最終流出側と連通するディフューザ通路を形成するダクト
のうち、前記ガスタービンに対向する端部から所定距離までの部分のダクト壁を
、前記ガスタービンの軸に対して平行にもしくは内側に絞ったことを特徴とする
ガスタービン。

【発明の詳細な説明】

【0 0 0 1】

【発明の属する技術分野】

この発明は、圧力比が20以上で運転するガスタービンに係り、特に、衝撃波損失によるタービン効率の低下を確実に防ぐことができるガスタービンに関するものである。

【0002】

【従来の技術】

ガスタービンについて、図7を参照して説明する。ガスタービンは、一般に、ケーシング（翼環ないし車室など）1に円環に配列された複数段（この例では4段）の静翼1C～4Cと、ロータ（ハブないしベースなど）2に円環に配列された複数段（この例では4段）の動翼1S～4Sとを備える。なお、図7は、1段の静翼1Cおよび動翼1Sと、4段、すなわち、最終段の静翼4Cおよび動翼4S（実線の長円で囲まれた部分）とが図示されている。

【0003】

近年、ガスタービンにおいては、たとえば、全段の圧力比（膨張比）が20以上と大きく（ $\pi \geq 20$ ）、かつ、タービン入口ガス温度が 1450°C 以上と高温である（ $\text{TIT} \geq 1450^{\circ}\text{C}$ ）ガスタービンが主流となっている。このガスタービンにおいては、最終段の圧力比が必然的に2.0以上と大きくなる（ $\pi \geq 2$ ）。

【0004】

【発明が解決しようとする課題】

前記最終段の圧力比が2.0以上と大きくなると、図8に示すように、最終段動翼4Sの平均流出マッハ数（ $M2$ ）が0.95以上から1.2以下の範囲となる（ $0.95 \leq M2 \leq 1.2$ ）。このために、衝撃波損失によって、最終段動翼4Sの全圧損失係数が急増する領域に入る。このことは、タービン効率の低下を意味することとなる。なお、図8において、矢印A方向のマッハ数が $M2 < 0.95$ の範囲は、低負荷の従来の発電用ガスタービン、航空用ガスタービンの範囲を示す。また、矢印B方向のマッハ数が $M2 > 1.2$ の範囲は、蒸気タービンの範囲を示す。

【0005】

以下、前記衝撃波によるタービン効率の低下のメカニズムを図9、図10（A

）および、(B) を参照して説明する。前記最終段動翼 4 S は、前縁 3 と、後縁 4 と、前記前縁 3 と前記後縁 4 を結ぶ腹面 5 および背面 6 とから構成されている。なお、図 9 において、白抜き矢印は、最終段動翼 4 S の回転方向を示す。

【 0 0 0 6 】

全段の圧力比が大きくなると、最終段の圧力比が大きくなり、最終段動翼 4 S におけるマッハ数が大きくなる。特に、図 1 0 (B) の翼表面マッハ数分布に示すように、最終段動翼 4 S の背面 6 側のマッハ数が大きくなる。そのマッハ数が 1 を超えると、図 9 に示すように、衝撃波 7 が発生する。この衝撃波 7 の発生により、最終段動翼 4 S の背面 6 側のうち、前記衝撃波 7 の後から後縁 4 までの範囲において、境界層 8 (図 9 および図 1 0 (A) 中の斜線が施された部分) が発生する。この境界層 8 は、前記マッハ数の増大に伴って肥大する。この境界層 8 の肥大化により、圧力損失が大きくなって、タービン効率が低下する。すなわち、前記境界層 8 により、燃焼ガス G の流れが乱れて、タービン効率が低下する。

【 0 0 0 7 】

前記衝撃波によるタービン効率の低下は、前記最終段動翼 4 S のうち、特に、チップ側の部分 (たとえば、図 7 中、破線の長円で囲まれた部分) において、顕著に現れる。

【 0 0 0 8 】

この発明は、圧力比が 2 0 以上で運転するガスタービンにおいて、衝撃波損失によるタービン効率の低下を確実に防ぐことができるガスタービンを提供することを目的とする。

【 0 0 0 9 】

【課題を解決するための手段】

上記の目的を達成するために、請求項 1 にかかる発明は、最終段静翼を含むそれより下流側の構造を、最終段動翼の圧力差が 0 . 1 5 M P a 以下となるように、構成したことを特徴とする。

【 0 0 1 0 】

この結果、請求項 1 にかかる発明は、最終段動翼の圧力差、すなわち、最終段

動翼の圧力比を小さくすることにより、最終段動翼におけるマッハ数を小さく抑制することができる。このために、圧力比が 2 0 以上で運転するガスタービンにおいて、衝撃波損失によるタービン効率の低下を確実に防ぐことができる。

【 0 0 1 1 】

また、請求項 2 にかかる発明は、最終段静翼のゲーシング、すなわち、スロート長／ピッチ、比（チップ側ゲーシング／ハブ側ゲーシング）が 0. 9 以下であることを特徴とする。

【 0 0 1 2 】

この結果、請求項 2 にかかる発明は、最終段静翼のチップ側のゲーシングを小さくして絞ることにより、最終段静翼のチップ側が最終段の圧力比の大部分を受け持ち、最終段動翼のチップ側の圧力比を小さくすることができる。このために、最終段動翼におけるマッハ数を小さく抑制することができ、衝撃波損失によるタービン効率の低下を確実に防ぐことができる。また、最終段静翼のハブ側のゲーシングを大きくすることにより、最終段のハブ側の反動度（動翼の圧力比／段の圧力比）を大きくすることができる。このために、最終段のチップ側のゲーシングを絞ることによって、最終段のチップ側の反動度が小さくなっても、タービン設計上、特に問題はない。

【 0 0 1 3 】

また、請求項 2 にかかる発明においては、最終段静翼のゲーシング比をパラメータとすることにより、タービン設計が簡便化される。

【 0 0 1 4 】

また、請求項 3 にかかる発明は、最終段静翼の流出角比（チップ側流出角／ハブ側流出角）が 0. 8 5 以上であることを特徴とする。

【 0 0 1 5 】

この結果、請求項 3 にかかる発明は、前記請求項 2 にかかる発明と同様に、最終段静翼のチップ側の流出角を小さくして絞ることにより、最終段静翼のチップ側が最終段の圧力比の大部分を受け持ち、最終段動翼のチップ側の圧力比を小さくすることができる。このために、最終段動翼におけるマッハ数を小さく抑制することができ、衝撃波損失によるタービン効率の低下を確実に防ぐことができる。

。また、最終段静翼のハブ側の流出角を大きくすることにより、最終段のハブ側の反動度（動翼の圧力比／段の圧力比）を大きくすることができる。このために、最終段静翼のチップ側の流出角を絞ることによって、最終段のチップ側の反動度が小さくなっても、タービン設計上、特に問題はない。

【 0 0 1 6 】

また、請求項 3 にかかる発明においては、前記請求項 2 にかかる発明と同様に、最終段静翼の流出角比をパラメータとすることにより、タービン設計が簡便化される。

【 0 0 1 7 】

また、請求項 4 にかかる発明は、最終段動翼の流出側ボス比（ハブ半径／チップ半径）が 0.4 以上 0.65 以下であることを特徴とする。

【 0 0 1 8 】

この結果、請求項 4 にかかる発明は、最終段動翼の流出側ボス比を 0.4 ～ 0.65 の範囲に定めることにより、前記請求項 2 にかかる発明の最終段静翼のゲーシング比および前記請求項 3 にかかる発明の最終段静翼の流出角比を適正に定めることができる。

【 0 0 1 9 】

また、請求項 5 にかかる発明は、最終段の平均反動度が 0.3 以上 0.6 以下であることを特徴とする。

【 0 0 2 0 】

この結果、請求項 5 にかかる発明は、最終段の平均反動度を 0.3 ～ 0.6 n 範囲に定めることにより、最終段の平均反動度を十分に保つことができ、タービン設計上、特に問題はない。

【 0 0 2 1 】

また、請求項 6 にかかる発明は、最終段動翼の背面のスロートから後縁までの曲率（最終段動翼のピッチ／スロートから後縁までの背面の曲率半径）が 0 以上 0.15 以下であることを特徴とする。

【 0 0 2 2 】

この結果、請求項 6 にかかる発明は、最終段動翼の背面のスロートから後縁ま

での曲率を 0 以上 0.15 以下の範囲に定めることにより、前記請求項 2 にかかる発明の最終段静翼のゲーシング比および前記請求項 3 にかかる発明の最終段静翼の流出角比を適正に定めることができる。

【0023】

また、請求項 7 にかかる発明は、ガスタービンの最終流出側と連通するディフューザ通路を形成するダクトのうち、ガスタービンに対向する端部から所定距離までの部分のダクト壁を、ガスタービンの軸に対して平行にもしくは内側に絞ったことを特徴とする。

【0024】

この結果、請求項 7 にかかる発明は、ディフューザ通路のうち、平行もしくは内側に絞ったダクト壁における圧力が大きくなる。このために、前記ダクト壁と対向する最終段動翼のチップ流出側の圧力が大きくなるので、最終段動翼のチップ側における圧力比が小さくなる。これにより、最終段動翼におけるマッハ数を小さく抑制することができ、衝撃波損失によるタービン効率の低下を確実に防ぐことができる。また、最終段動翼のハブ側の圧力比は、変わらないので、最終段のハブ側の反動度（動翼の圧力比／段の圧力比）は、変わらない。このために、最終段動翼のチップ側における圧力比が小さくなることによって、最終段のチップ側の反動度が小さくなっても、タービン設計上、特に問題はない。

【0025】

【発明の実施の形態】

以下、この発明にかかるガスタービンの実施の形態の 2 例を図 1～図 6 を参照して説明する。なお、この実施の形態によりこのガスタービンが限定されるものではない。

【0026】

（実施の形態 1 の説明）

図 1（A）および（B）は、この発明にかかるガスタービンの実施の形態 1 を示す。図中、図 7～図 10 と同符号は同一のものを示す。

【0027】

図 1（A）は、最終段の圧力測定の説明図である。図において、点 P1 は、最

最終段静翼 4 C のチップ流入側における圧力測定点を示す。点 P 2 は、最終段静翼 4 C のチップ流出側および最終段動翼 4 S のチップ流入側における圧力測定点を示す。点 P 3 は、最終段動翼 4 S のチップ流出側における圧力測定点を示す。点 P 4 は、最終段静翼 4 C のミーン流入側における圧力測定点を示す。点 P 5 は、最終段静翼 4 C のミーン流出側および最終段動翼 4 S のミーン流入側における圧力測定点を示す。点 P 6 は、最終段動翼 4 S のミーン流出側における圧力測定点を示す。

【 0 0 2 8 】

図 1 (B) は、図 1 (A) の圧力測定に基づいて作成した圧力比の説明図である。図において、 $\Delta P 4 S$ は、最終段動翼 4 S のチップ側における圧力比を示す。 $\Delta P 4 S'$ は、最終段動翼 4 S のミーン側における圧力比（平均的な圧力比）を示す。 $\Delta P 4 C$ は、最終段静翼 4 C のチップ側における圧力比を示す。 $\Delta P 4 C'$ は、最終段静翼 4 C のミーン側における圧力比（平均的な圧力比）を示す。 $\Delta P 4 C$ 、 $4 S$ は、最終段のチップ側における圧力比を示す。 $\Delta P 4 C'$ 、 $4 S'$ は、最終段のミーン側における圧力比（平均的な圧力比）を示す。

【 0 0 2 9 】

この実施の形態 1 のガスタービンは、圧力比が 2 0 以上 ($\pi \geq 2 0$) で運転するガスタービンにおいて、最終段静翼 4 C を含むそれより下流側の構造を、最終段動翼 4 S のチップ側の圧力差が 0. 1 5 M P a 以下 ($\Delta P \leq 0. 1 5 M P a$) となるように、構成する。

【 0 0 3 0 】

この実施の形態 1 のガスタービンは、最終段動翼 4 S のチップ側の圧力差 ΔP 、すなわち、図 1 (B) に示すように、最終段動翼 4 S のチップ側の圧力比 $\Delta P 4 S$ を平均的圧力比 $\Delta P 4 S'$ よりも小さくすることができる。この結果、最終段動翼 4 S におけるマッハ数を小さく抑制することができるので、圧力比が 2 0 以上で運転するガスタービンにおいて、衝撃波損失によるタービン効率の低下を確実に防ぐことができる。

【 0 0 3 1 】

(実施の形態 2 の説明)

図 2 および図 3 は、この発明にかかるガスタービンの実施の形態 2 を示す。図中、図 1 および図 7 ～ 図 1 0 と同符号は同一のものを示す。

【 0 0 3 2 】

図 2 は、最終段の断面の説明図である。最終段静翼 4 C は、前縁 1 0 と、後縁 1 1 と、前記前縁 1 0 と前記後縁 1 1 を結ぶ腹面 1 2 および背面 1 3 とから構成されている。図 3 は、最終段静翼のゲーシング比を示す説明図である。

【 0 0 3 3 】

この実施の形態 2 のガスタービンは、最終段静翼 4 C のゲーシング比、すなわち、チップ側ゲーシング／ハブ側ゲーシングを 0. 9 以下とする（チップ側ゲーシング／ハブ側ゲーシング \leq 0. 9）。前記最終段静翼 4 C のゲーシングは、図 3 に示すように、チップ側からハブ側にかけて大きくなる。

【 0 0 3 4 】

前記ゲーシングは、（スロート長 C O ／ピッチ C S）で求まる。スロート長 C O は、隣り合う最終段静翼 4 C の後縁 1 1 から背面 1 3 までの最短距離を言う。ピッチ C S は、隣り合う最終段静翼 4 C の前縁 1 0 間の距離、もしくは、後縁 1 1 間の距離を言う。

【 0 0 3 5 】

この実施の形態 2 のガスタービンは、図 3 に示すように、最終段静翼 4 C のチップ側のゲーシングを小さくして絞る。この結果、図 1 （B）に示すように、最終段静翼 4 C のチップ側の圧力比 ΔP_{4C} が最終段の圧力比 ΔP_{4C} 、4 S の大部分を受け持ち、最終段動翼 4 S のチップ側の圧力比 ΔP_{4S} を平均的圧力比 $\Delta P_{4S'}$ よりも小さくすることができる。このために、最終段動翼 4 S におけるマッハ数を小さく抑制することができ、衝撃波損失によるタービン効率の低下を確実に防ぐことができる。

【 0 0 3. 6 】

また、図 3 に示すように、最終段静翼 4 C のハブ側のゲーシングを大きくすることにより、最終段のハブ側（図 7 中の一点鎖線にて囲まれた部分）の反動度（動翼の圧力比／段の圧力比）を大きくすることができる。このために、最終段のチップ側のゲーシングを絞ることによって、最終段のチップ側の反動度（動翼の

圧力比 ΔP_{4S} ／段の圧力比 ΔP_{4C} 、 $4S$) が小さくなっても、タービン設計上、特に問題はない。

【 0 0 3 7 】

また、この実施の形態 2 のガスタービンは、図 3 に示す最終段静翼 4 C のゲーシング比をパラメータとすることにより、タービン設計が簡便化される。

【 0 0 3 8 】

(実施の形態 3 の説明)

この実施の形態 3 のガスタービンは、図 2 に示すように、最終段静翼 4 C の流出角 α_2 比 (チップ側流出角／ハブ側流出角) を 0.85 以上とする (チップ側流出角／ハブ側流出角 ≥ 0.85)。

【 0 0 3 9 】

この実施の形態 3 のガスタービンは、前記実施の形態 2 のガスタービンと同様に、最終段静翼 4 C のチップ側の流出角 α_2 を小さくして絞る。この結果、図 1 (B) に示すように、最終段静翼 4 C のチップ側の圧力比 ΔP_{4C} が最終段の圧力比 ΔP_{4C} 、 $4S$ の大部分を受け持ち、最終段動翼 4 S のチップ側の圧力比 ΔP_{4S} を平均的圧力比 $\Delta P_{4S}'$ よりも小さくすることができる。このために、最終段動翼 4 S におけるマッハ数を小さく抑制することができ、衝撃波損失によるタービン効率の低下を確実に防ぐことができる。

【 0 0 4 0 】

また、最終段静翼 4 C のハブ側の流出角 α_2 を大きくすることにより、最終段のハブ側の反動度 (動翼の圧力比／段の圧力比) を大きくすることができる。このために、最終段のチップ側の流出角 α_2 を絞ることによって、最終段のチップ側の反動度 (動翼の圧力比 ΔP_{4S} ／段の圧力比 ΔP_{4C} 、 $4S$) が小さくなっても、タービン設計上、特に問題はない。

【 0 0 4 1 】

また、この実施の形態 3 のガスタービンは、前記実施の形態 2 のガスタービンと同様に、最終段静翼 4 C の流出角 α_2 比をパラメータとすることにより、タービン設計が簡便化される。

【 0 0 4 2 】

(実施の形態 4 の説明)

実施の形態 4 のガスタービンは、最終段動翼 4 S の流出側ボス比（ハブ半径 R_1 / チップ半径 R_2 ）を 0.4 以上 0.65 以下とする（ $0.4 \leq \text{ハブ半径} / \text{チップ半径} \leq 0.65$ ）。なお、ハブ半径 R_1 およびチップ半径 R_2 は図 7 を参照。

【0043】

この実施の形態 4 のガスタービンは、最終段動翼 4 S の流出側ボス比を 0.4 ～ 0.65 の範囲に定めるものである。この結果、前記実施の形態 2 のガスタービンの最終段静翼 4 C のゲージング比および前記実施の形態 3 のガスタービンの最終段静翼 4 C の流出角 α_2 比を適正に定めることができる。

【0044】

(実施の形態 5 の説明)

実施の形態 5 のガスタービンは、最終段の平均反動度を 0.3 以上 0.6 以下とする（ $0.3 \leq \text{反動度} \leq 0.6$ ）。

【0045】

この実施の形態 5 のガスタービンは、最終段の平均反動度を 0.3 ～ 0.6 n 範囲に定めることにより、最終段の平均反動度を十分に保つことができ、タービン設計上、特に問題はない。

【0046】

(実施の形態 6 の説明)

実施の形態 6 のガスタービンは、図 2 に示すように、隣り合う最終段動翼 4 S の背面 6 のスロート S O から後縁 4 までの曲率（最終段動翼 4 S のピッチ S S / スロート S O から後縁 4 までの背面 6 の曲率半径 S_e ）を 0 以上 0.15 以下とする（ $0 \leq \text{最終段動翼 4 S のピッチ S S / スロート S O から後縁 4 までの背面 6 の曲率半径 } S_e \leq 0.15$ ）。

【0047】

この実施の形態 6 のガスタービンは、最終段動翼 4 S の背面 6 のスロート S O から後縁 6 までの曲率を 0 以上 0.15 以下の範囲に定めるものである。この結果、前記実施の形態 2 のガスタービンの最終段静翼 4 C のゲージング比および前

記実施の形態 3 のガスタービンの最終段静翼 4 C の流出角 α 2 比を適正に定めることができる。

【 0 0 4 8 】

(実施の形態 7 の説明)

図 4 ～図 6 は、この発明にかかるガスタービンの実施の形態 7 を示す。図中、図 1 ～図 3 および図 7 ～図 1 0 と同符号は同一のものを示す。

【 0 0 4 9 】

図において、1 4 は、ガスタービンの最終流出側と連通するディフューザ通路 1 5 を形成するダクトである。このダクト 1 4 は、たとえば、排ガスボイラー（図示せず）に接続されている。

【 0 0 5 0 】

前記ダクト 1 4 のうち、ガスタービンに対向する端部から所定距離 L までの部分のダクト壁 1 6 を、ガスタービンの軸 O - O に対して平行にもしくは内側に絞る ($0^{\circ} \leq \theta \leq 5^{\circ}$)。

【 0 0 5 1 】

ここで、前記ダクト壁 1 6 の距離 L は、最終段動翼 4 S のチップ側の翼弦長 C の 0. 5 倍以上 3 倍以下とする ($0. 5 C \leq L \leq 3 C$)。また、前記ダクト壁 1 6 の下流側のダクト壁 1 7、1 8、1 9 をたとえば 2 段階に折り曲げて従前のダクト（図 4 および図 5 中の二点鎖線にて示す）と同様の傾斜とする。

【 0 0 5 2 】

この実施の形態 7 のガスタービンは、ディフューザ通路 1 5 のうち、平行もしくは内側に絞ったダクト壁 1 6 における圧力（図 4 中の破線の円にて示す）が大きくなる。このために、前記ダクト壁 1 6 と対向する最終段動翼 4 S のチップ流出側の圧力 P 3 が大きくなるので、最終段動翼 4 S のチップ側における圧力比 $\Delta P 4 S$ が小さくなる。これにより、最終段動翼におけるマッハ数を小さく抑制することができ、衝撃波損失によるタービン効率の低下を確実に防ぐことができる。

【 0 0 5 3 】

また、最終段動翼 4 S のハブ側の圧力比は、変わらないので、最終段のハブ側

の反動度（動翼の圧力比／段の圧力比）は、変わらない。このために、最終段動翼 4 S のチップ側における圧力比 ΔP_{4S} が小さくなることによって、最終段のチップ側の反動度（動翼の圧力比 ΔP_{4S} ／段の圧力比 ΔP_{4C} 、4 S）が小さくなくても、タービン設計上、特に問題はない。

【 0 0 5 4 】

【発明の効果】

以上から明らかなように、この発明にかかるガスタービン（請求項 1）は、最終段動翼の圧力差、すなわち、最終段動翼の圧力比を小さくすることにより、最終段動翼におけるマッハ数を小さく抑制することができる。このために、圧力比が 2 0 以上で運転するガスタービンにおいて、衝撃波損失によるタービン効率の低下を確実に防ぐことができる。

【 0 0 5 5 】

また、この発明にかかるガスタービン（請求項 2）は、最終段静翼のゲーシング比（チップ側ゲーシング／ハブ側ゲーシング）を 0. 9 以下として、最終段静翼のチップ側のゲーシングを小さく絞ることができる。これにより、最終段静翼のチップ側が最終段の圧力比の大部分を受け持ち、最終段動翼のチップ側の圧力比を小さくすることができる。このために、最終段動翼におけるマッハ数を小さく抑制することができ、衝撃波損失によるタービン効率の低下を確実に防ぐことができる。また、最終段静翼のハブ側のゲーシングを大きくすることにより、最終段のハブ側の反動度（動翼の圧力比／段の圧力比）を大きくすることができる。このために、最終段のチップ側のゲーシングを絞ることによって、最終段のチップ側の反動度が小さくなくても、タービン設計上、特に問題はない。

【 0 0 5 6 】

また、この発明にかかるガスタービン（請求項 2）は、最終段静翼のゲーシング比をパラメータとすることにより、タービン設計が簡便化される。

【 0 0 5 7 】

また、この発明にかかるガスタービン（請求項 3）は、最終段静翼の流出角比（チップ側流出角／ハブ側流出角）を 0. 8 5 以上として、前記請求項 2 にかかる発明と同様に、最終段静翼のチップ側の流出角を小さく絞ることができる。こ

れにより、最終段静翼のチップ側が最終段の圧力比の大部分を受け持ち、最終段動翼のチップ側の圧力比を小さくすることができる。このために、最終段動翼におけるマッハ数を小さく抑制することができ、衝撃波損失によるタービン効率の低下を確実に防ぐことができる。また、最終段静翼のハブ側の流出角を大きくすることにより、最終段のハブ側の反動度（動翼の圧力比／段の圧力比）を大きくすることができる。このために、最終段静翼のチップ側の流出角を絞ることによって、最終段のチップ側の反動度が小さくなっても、タービン設計上、特に問題はない。

【 0 0 5 8 】

また、この発明にかかるガスタービン（請求項 3）は、前記請求項 2 にかかる発明と同様に、最終段静翼の流出角比をパラメータとすることにより、タービン設計が簡便化される。

【 0 0 5 9 】

また、この発明にかかるガスタービン（請求項 4）は、最終段動翼の流出側ボス比（ハブ半径／チップ半径）を 0.4～0.65 の範囲に定めることにより、前記請求項 2 にかかる発明の最終段静翼のゲーシング比および前記請求項 3 にかかる発明の最終段静翼の流出角比を適正に定めることができる。

【 0 0 6 0 】

また、この発明にかかるガスタービン（請求項 5）、最終段の平均反動度を 0.3～0.6 範囲に定めることにより、最終段の平均反動度を十分に保つことができ、タービン設計上、特に問題はない。

【 0 0 6 1 】

また、発明にかかるガスタービン（請求項 6）は、最終段動翼の背面のスロートから後縁までの曲率（最終段動翼のピッチ／スロートから後縁までの背面の曲率半径）を 0 以上 0.15 以下の範囲に定めることにより、前記請求項 2 にかかる発明の最終段静翼のゲーシング比および前記請求項 3 にかかる発明の最終段静翼の流出角比を適正に定めることができる。

【 0 0 6 2 】

また、この発明にかかるガスタービン（請求項 7）は、ディフューザ通路のう

ち、平行もしくは内側に絞ったダクト壁における圧力が大きくなる。このために、前記ダクト壁と対向する最終段動翼のチップ流出側の圧力が大きくなるので、最終段動翼のチップ側における圧力比が小さくなる。これにより、最終段動翼におけるマッハ数を小さく抑制することができ、衝撃波損失によるタービン効率の低下を確実に防ぐことができる。また、最終段動翼のハブ側の圧力比は、変わらないので、最終段のハブ側の反動度（動翼の圧力比／段の圧力比）は、変わらない。このために、最終段動翼のチップ側における圧力比が小さくなることによって、最終段のチップ側の反動度が小さくなくても、タービン設計上、特に問題はない。

【図面の簡単な説明】

【図 1】

(A) はこの発明のガスタービンの実施の形態 1 ～ 6 を示す圧力測定の説明図、(B) は (A) の圧力測定に基づく圧力比の説明図である。

【図 2】

最終段の断面の説明図である。

【図 3】

最終段静翼のゲーシングの説明図である。

【図 4】

この発明のガスタービンの実施の形態 7 を示す一部断面図である。

【図 5】

同じく、一部拡大断面図である。

【図 6】

同じく、圧力比の説明図である。

【図 7】

一般のガスタービンを示す説明図である。

【図 8】

タービン最終段動翼の平均流出マッハ数と全圧損失係数との相対関係を示すグラフである。

【図 9】

図 7 における I X - I X 線断面図である。

【図 10】

(A) は最終段動翼のチップ側の断面の説明図、(B) は最終段動翼のチップ側における翼表面マッハ数分布の説明図である。

【符号の説明】

1 ケーシング

2 ロータ

1 C ~ 4 C 静翼

1 S ~ 4 S 動翼

3 動翼の前縁

4 動翼の後縁

5 動翼の腹面

6 動翼の背面

7 衝撃波

8 境界層

10 静翼の前縁

11 静翼の後縁

12 静翼の腹面

13 静翼の背面

14 ダクト

15 ディフューザ通路

16 ~ 19 ダクト壁

P 1 ~ P 6 圧力測定点

ΔP_{4C} 最終段静翼のチップ側の圧力比

$\Delta P_{4C'}$ 最終段静翼のミーン側の圧力比 (平均的圧力比)

ΔP_{4S} 最終段動翼のチップ側の圧力比

$\Delta P_{4S'}$ 最終段動翼のミーン側の圧力比 (平均的圧力比)

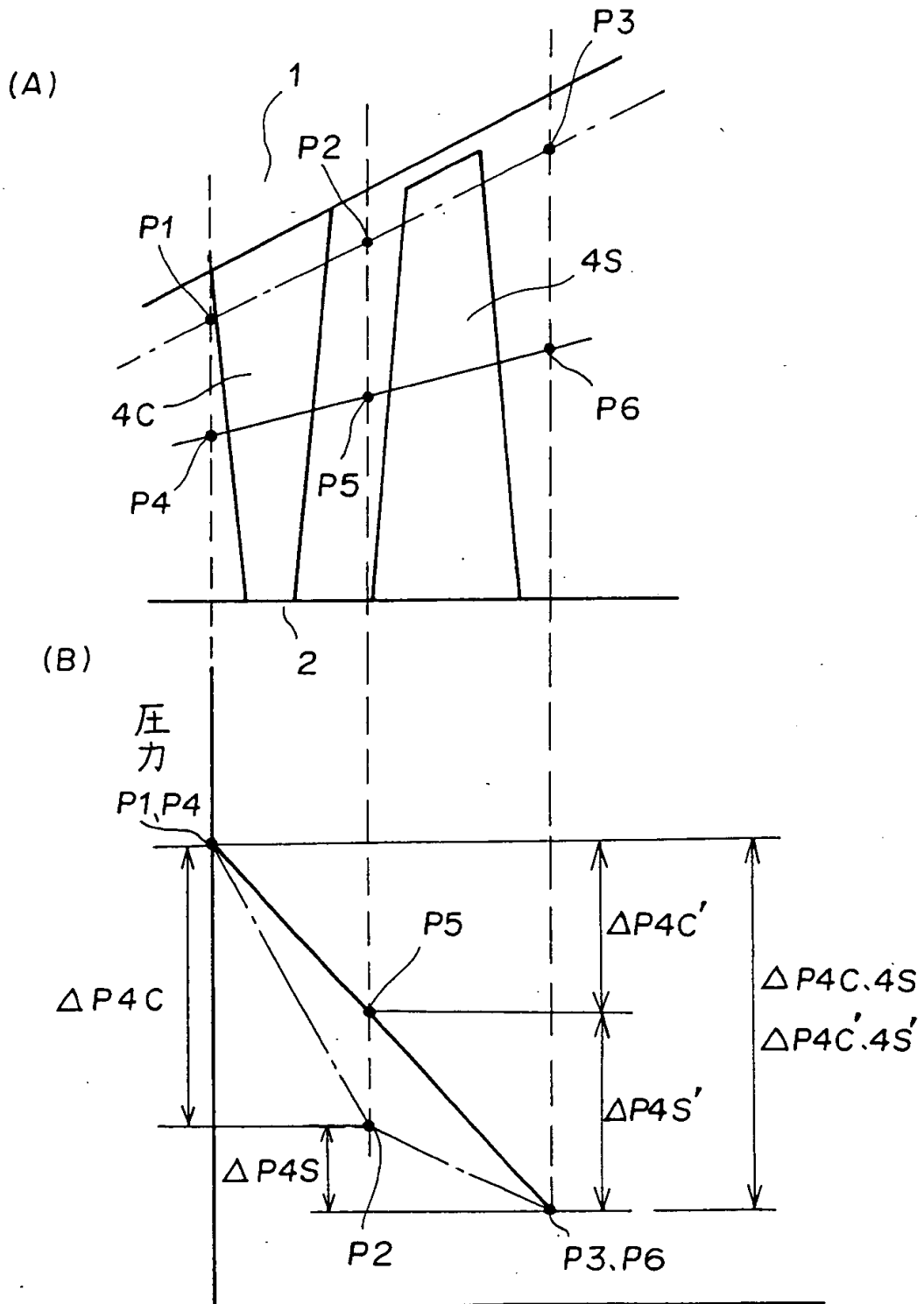
ΔP_{4C} 、 ΔP_{4S} 最終段のチップ側の圧力比

$\Delta P_{4C'}$ 、 $\Delta P_{4S'}$ 最終段のミーン側の圧力比 (平均的な圧力比)

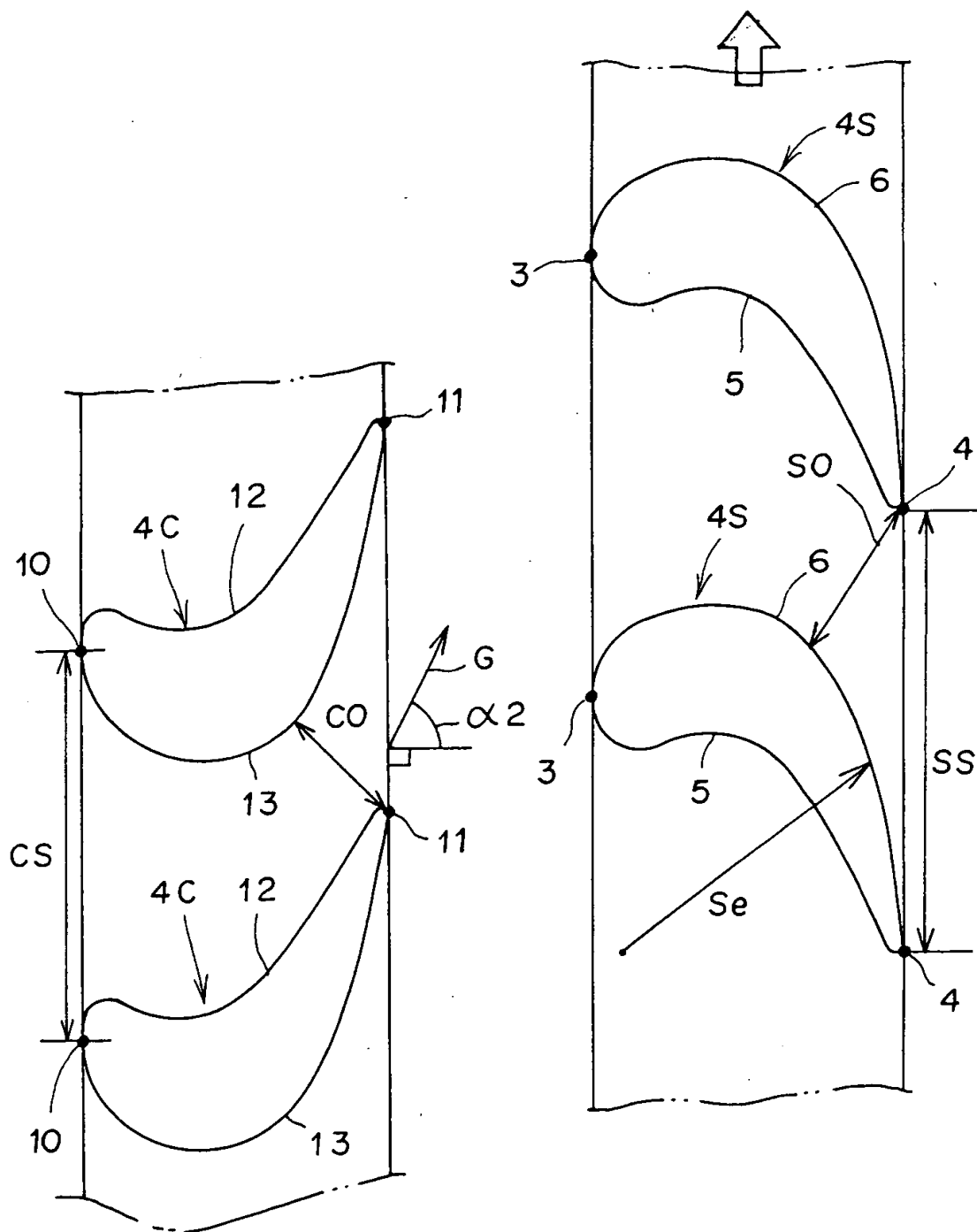
R 1 ハブ側半径
R 2 チップ側半径
C O 静翼のスロート長
C S 静翼のピッチ
 α 2 流出角
S O 動翼のスロート長
S S 動翼のピッチ
S e 曲率半径
C コード長
L ダクト壁の距離
 θ ダクト壁の角度
O - O ガスタービンの軸

【書類名】 図面

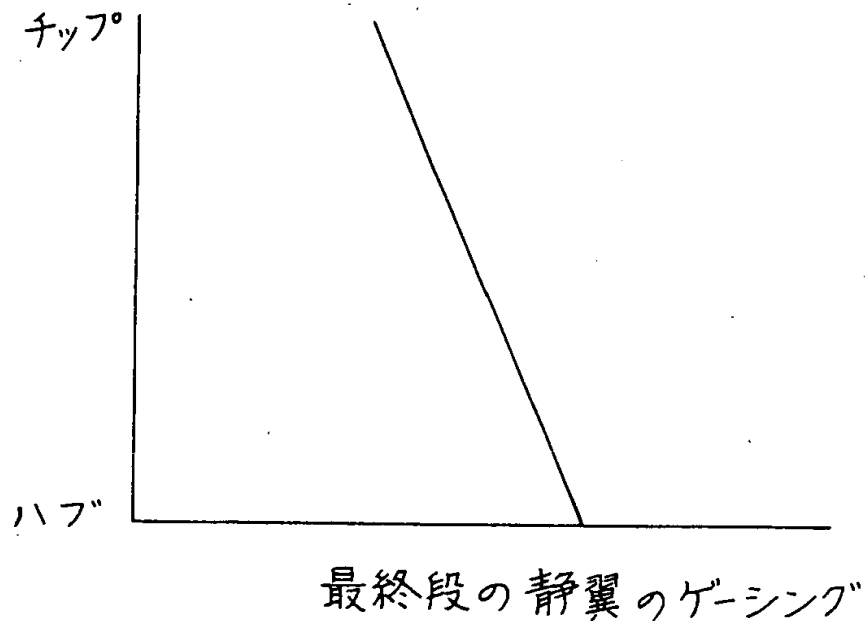
【図 1】



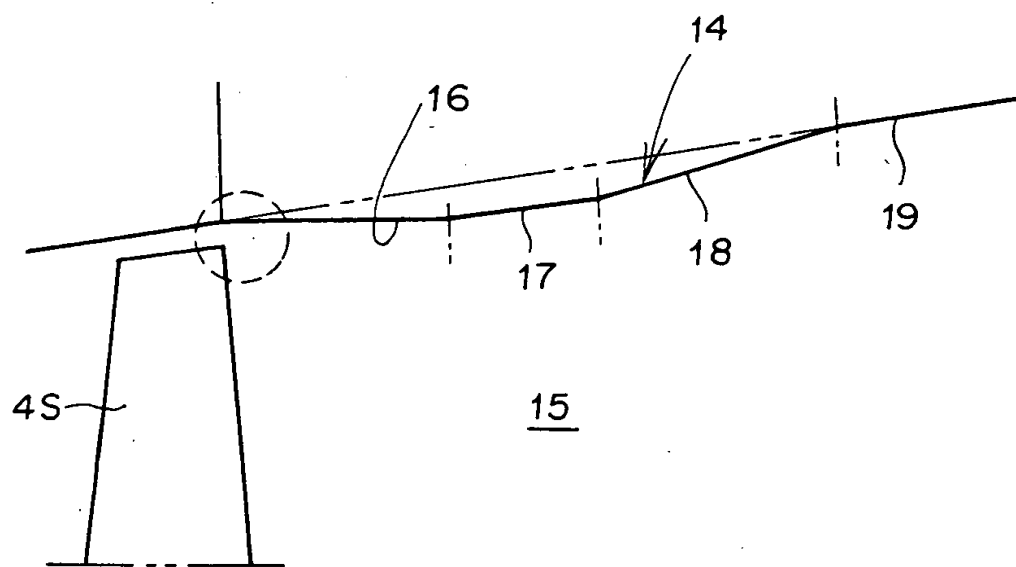
【図2】



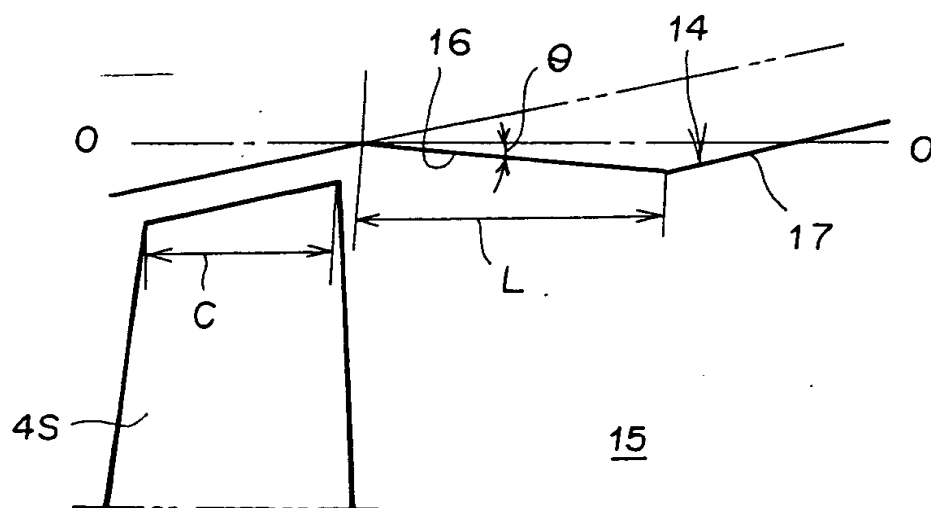
【図3】



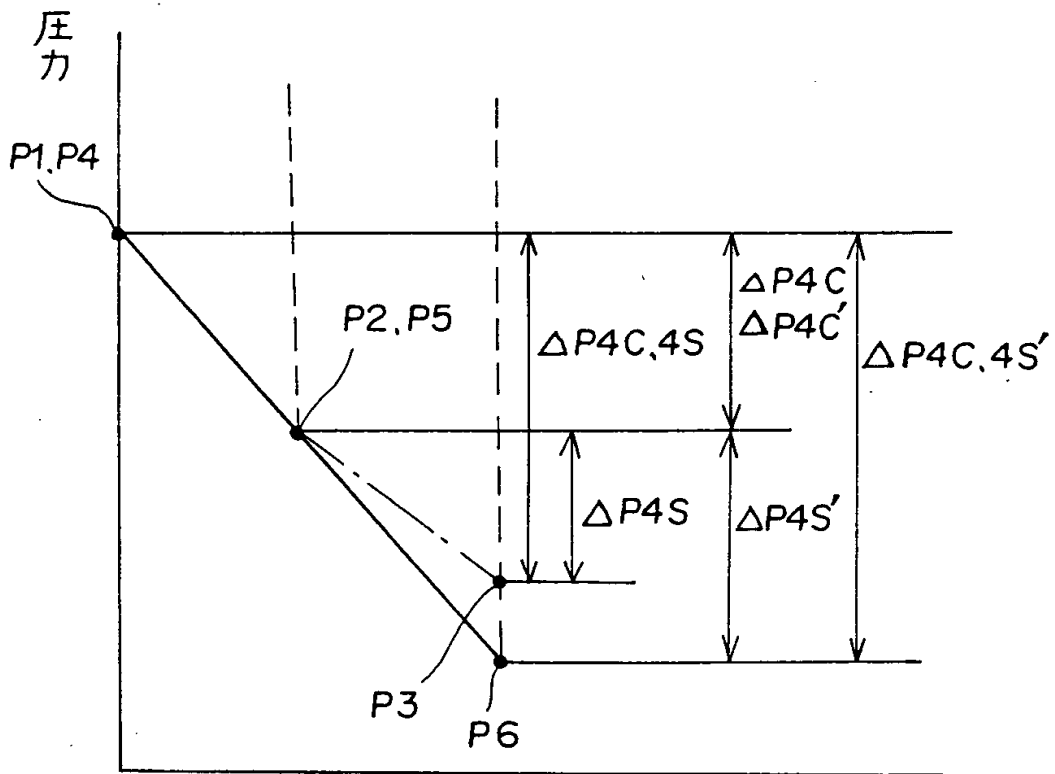
【図4】



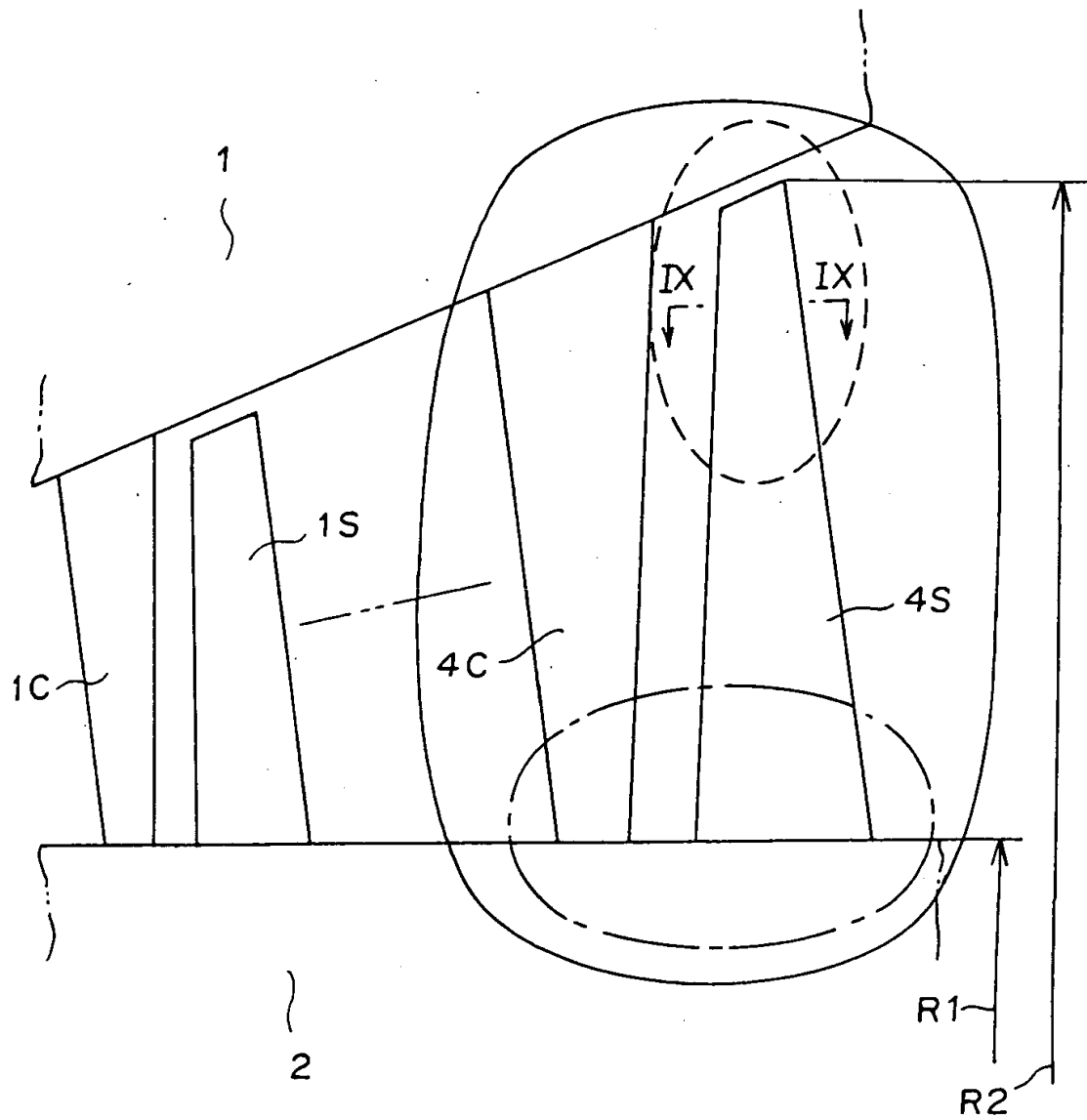
【図5】



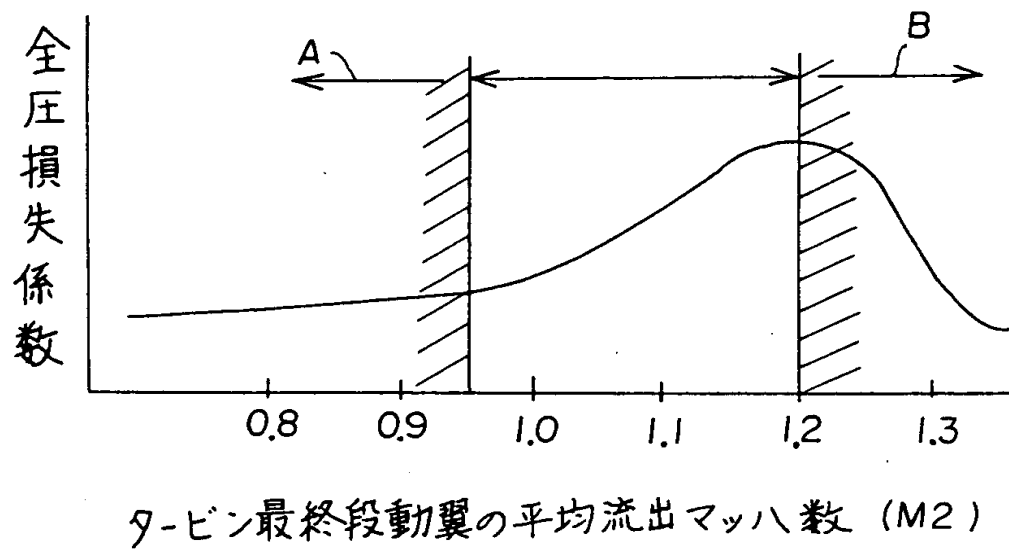
【図 6】



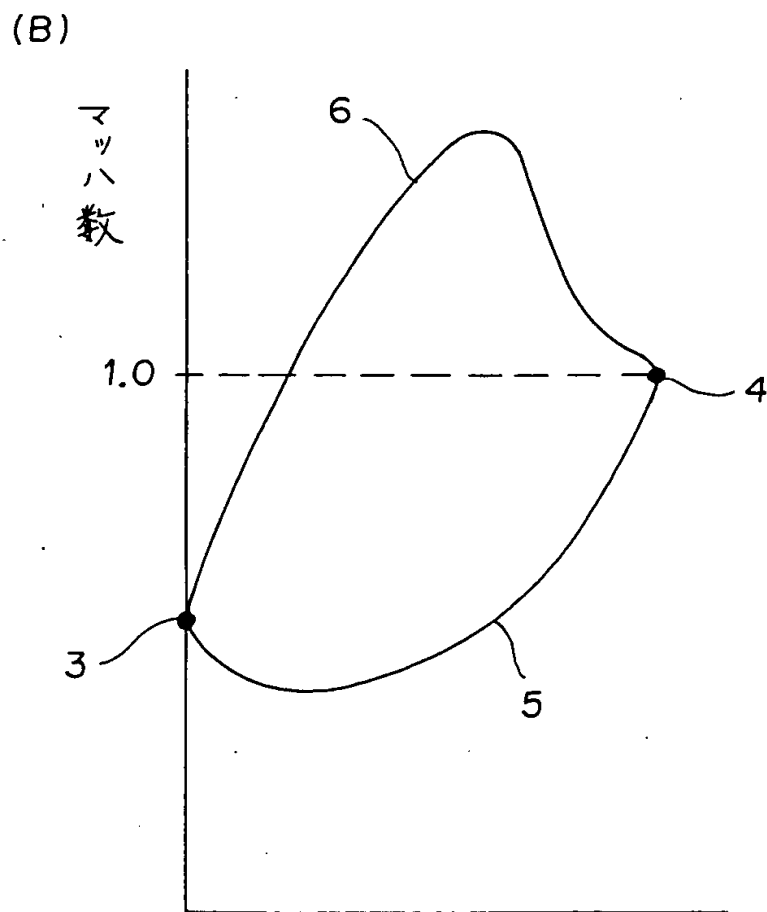
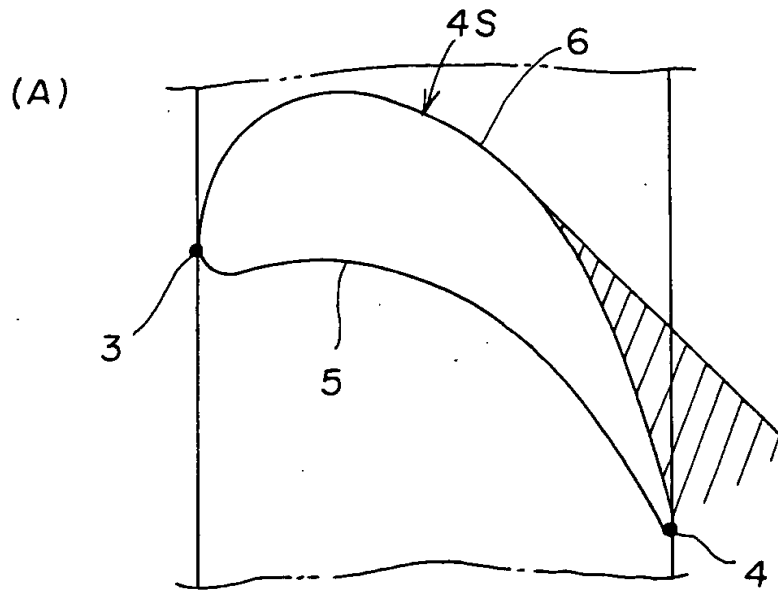
【図 7】



【図8】



【図10】



【書類名】 要約書

【要約】

【課題】 衝撃波損失によるタービン効率の低下を確実に防ぐことことを目的とする。

【解決手段】 最終段動翼 4 S の圧力比 ΔP_{4S} を小さくする。この結果、最終段動翼 4 S におけるマッハ数を小さく抑制することができるので、圧力比が 2 0 以上で運転するガスタービンにおいて、衝撃波損失によるタービン効率の低下を確実に防ぐことができる。

【選択図】 図 1

特 2 0 0 1 - 0 1 7 6 6 2

出 願 人 履 歴 情 報

識別番号 [0 0 0 0 0 6 2 0 8]

1. 変更年月日	1 9 9 0 年 8 月 1 0 日
[変更理由]	新規登録
住 所	東京都千代田区丸の内二丁目 5 番 1 号
氏 名	三菱重工業株式会社